

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公表特許公報 (A)

(11)特許出願公表番号
特表2001-511847
(P2001-511847A)

(43)公表日 平成13年8月14日(2001.8.14)

(51) Int.Cl.⁷

識別記号

F I
G 2 2 G 21/06

テーマコード（参考）

審査請求 未請求 予備審査請求 有 (全 25 頁)

(21)出願番号	特願平10-534280
(86) (22)出願日	平成9年2月10日(1997.2.10)
(85)翻訳文提出日	平成11年8月10日(1999.8.10)
(86)国際出願番号	PCT/US97/02117
(87)国際公開番号	WO98/35068
(87)国際公開日	平成10年8月13日(1998.8.13)

(71)出願人 アルミナム カンパニー オブ アメリカ
アメリカ合衆国15212—5858 ペンシルバニア州、ピッツバーグ、イサベラストリート 201, アルコアコーポレイトセンター

(72)発明者 パウマン、スチーブン、エフ.
アメリカ合衆国 ペンシルバニア、アルコアセンター、テクニカルドライブ 100, アルコア テクニカルセンター

(74)代理人 弁理士 遠村 雄 (外3名)

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 アルミニウム合金製品

(57) 【要約】

胴体外板素材を含む航空宇宙用途のための耐損傷性製品として用いられるアルミニウム合金製品。アルミニウム合金組成物は、約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにスカンジウム、エルビウム、イットリウム、ガドリニウム、ホルミウムおよびハフニウムからなる群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素を含有し、残りはアルミニウム、不可避元素および不純物である。

【特許請求の範囲】

1. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとからなる群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素を含み、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物からなるアルミニウム合金製品。
2. 前記合金は約0.38重量%までのスカンジウムを含有する、請求項1に記載のアルミニウム合金製品。
3. 前記合金は約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する、請求項2に記載のアルミニウム合金製品。
4. 前記合金は約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項3に記載のアルミニウム合金製品。
5. 前記合金は約0.25重量%までの銅を更に含有する、請求項1に記載のアルミニウム合金製品。
6. 前記合金は約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する、請求項1に記載のアルミニウム合金製品。
7. 前記合金は約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する、請求項6に記載のアルミニウム合金製品。
8. 前記合金は約0.06～0.12重量%のジルコウムを含有する、請求項1に記載のアルミニウム合金製品。
9. 前記合金は約0.09～0.12重量%のジルコウムを含有する、請求項8に記載のアルミニウム合金製品。
10. 前記合金は約0.4～1重量%のマンガンを含有する、請求項1に記載のアルミニウム合金製品。
11. 前記合金は約0.5～0.7重量%のマンガンを含有する、請求項10に記載のアルミニウム合金製品。
12. 前記合金は約0.08重量%までの珪素を含有する、請求項1に記載のア

ルミニウム合金製品。

13. 前記合金は約0.05重量%までの珪素を含有する、請求項12に記載のアルミニウム合金製品。

14. 前記合金は亜鉛もリチウムも実質的に含まない、請求項1に記載のアルミニウム合金製品。

15. 前記合金は、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4～1重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する、請求項1に記載のアルミニウム合金製品。

16. 前記合金は、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項15に記載のアルミニウム合金製品。

17. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとからなる群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素を含み、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物から製造され、低比重、良好な耐食性および強度と韌性の良好な取合せを有する耐損傷性の航空宇宙部品。

18. 胸部外板、下部翼形、ストリンガおよび耐圧壁からなる群から選択される、請求項17に記載の航空宇宙部品。

19. 前記分散相形成元素はスカンジウムから主としてなる、請求項18に記載の航空宇宙部品。

20. 前記合金組成物は約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項19に記載の航空宇宙部品。

21. 前記合金組成物は約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する、請求項18に記載の航空宇宙部品。

22. 前記合金組成物は約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する、請

求項21に記載の航空宇宙部品。

23. 前記合金組成物は約2.5重量%までの銅を更に含有する、請求項18に記載の航空宇宙部品。

24. 前記合金組成物は約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項18に記載の航空宇宙部品。

25. 前記合金組成物は約0.09～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項24に記載の航空宇宙部品。

26. 前記合金組成物は約0.4～1重量%のマンガンを含有する、請求項18に記載の航空宇宙部品。

27. 前記合金組成物は0.5～0.7重量%のマンガンを含有する、請求項26に記載の航空宇宙部品。

28. 前記合金組成物は0.08重量%までの珪素を含有する、請求項18に記載の航空宇宙部品。

29. 前記合金組成物は0.05重量%までの珪素を含有する、請求項28に記載の航空宇宙部品。

30. 前記合金組成物は亜鉛を実質的に含まない、請求項18に記載の航空宇宙部品。

31. 前記合金組成物はリチウムを実質的に含まない、請求項18に記載の航空宇宙部品。

32. 前記合金組成物は、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4～1重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する、請求項18に記載の航空宇宙部品。

33. 前記合金組成物は、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項32に記載の航空宇宙部品。

34. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにス

カンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとからなる群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素を含み、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物から主としてなる、低比重、良好な耐食性、強度および韌性特性を有する耐損傷性の構成部品を含む航空機。

35. 前記構成部品は胴部外板、下部翼形、ストリンガおよび耐圧壁からなる群から選択される、請求項34に記載の航空機。

36. 前記合金組成物の分散質形成元素は約0.16～0.38重量%のスカンジウムから主としてなる、請求項35に記載の航空機。

37. 前記合金組成物は約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項36に記載の航空機。

38. 前記合金組成物は約2.5重量%までの銅を更に含有する、請求項34に記載の航空機。

39. 前記合金組成物は約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する、請求項35に記載の航空機。

40. 前記合金組成物は約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する、請求項39に記載の航空機。

41. 前記合金組成物は約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項35に記載の航空機。

42. 前記合金組成物は約0.09～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項41に記載の航空機。

43. 前記合金組成物は約0.4～1重量%のマンガンを含有する、請求項35に記載の航空機。

44. 前記合金組成物は約0.5～0.7重量%のマンガンを含有する、請求項43に記載の航空機。

45. 前記合金組成物は0.08重量%までの珪素を含有する、請求項35に記載の航空機。

46. 前記合金組成物は0.05重量%までの珪素を含有する、請求項45に記載の航空機。

47. 前記合金組成物は、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4～1重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する、請求項35に記載の航空機。

48. 前記合金組成物は、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項47に記載の航空機。

49. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとからなる群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素から主としてなり、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物から製造され、強度と韌性と耐食性特性の良好な取合せを有する航空機の胴体外板素材。

50. 前記分散質形成元素はスカンジウムから主としてなる、請求項49に記載の胴体外板素材。

51. 前記合金組成物は約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項50に記載の胴体外板素材。

52. 前記合金組成物は約2.5重量%までの銅を更に含有する、請求項49に記載の胴体外板素材。

53. 前記合金組成物は約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する、請求項49に記載の胴体外板素材。

54. 前記合金組成物は約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する、請求項53に記載の胴体外板素材。

55. 前記合金組成物は約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項49に記載の胴体外板素材。

56. 前記合金組成物は約0.09～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項55に記載の胴体外板素材。

57. 前記合金組成物は約 0.4 ~ 1 重量% のマンガンを含有する、請求項 4 9 に記載の胴体外板素材。

58. 前記合金組成物は約 0.5 ~ 0.7 重量% のマンガンを含有する、請求項 5 7 に記載の胴体外板素材。

59. 前記合金組成物は 0.08 重量%までの珪素を含有する、請求項 4 9 に記載の胴体外板素材。

60. 前記合金組成物は 0.05 重量%までの珪素を含有する、請求項 5 9 に記載の胴体外板素材。

61. 前記合金組成物は、約 3.5 ~ 6 重量% のマグネシウム、約 0.06 ~ 0.12 重量% のジルコニウム、約 0.4 ~ 1 重量% のマンガン、0.08 重量% までの珪素および約 0.16 ~ 0.34 重量% のスカンジウムを含有する、請求項 4 9 に記載の胴体外板素材。

62. 前記合金組成物は、約 3.8 ~ 5.2 重量% のマグネシウム、約 0.09 ~ 0.12 重量% のジルコニウム、約 0.5 ~ 0.7 重量% のマンガン、0.05 重量% までの珪素および約 0.2 ~ 0.3 重量% のスカンジウムを含有する、請求項 6 1 に記載の胴体外板素材。

63. 約 3 ~ 7 重量% のマグネシウム、約 0.03 ~ 0.2 重量% のジルコニウム、約 0.2 ~ 1.2 重量% のマンガン、0.15 重量% までの珪素ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとからなる群から選択される約 0.05 ~ 0.5 重量% の分散相形成元素から主としてなり、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物から製造され、強度と韌性と耐食性の良好な取合せを有する耐損傷性の航空機下部翼形。

64. 前記合金組成物は約 0.16 ~ 0.38 重量% のスカンジウムを含有する、請求項 6 3 に記載の下部翼形。

65. 前記合金組成物は約 0.2 ~ 0.3 重量% のスカンジウムを含有する、請求項 6 4 に記載の下部翼形。

66. 前記合金組成物は約 2.5 重量% までの銅を更に含有する、請求項 6 3 に記載の下部翼形。

67. 前記合金組成物は約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する、請求項63に記載の下部翼形。

68. 前記合金組成物は約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する、請求項67に記載の下部翼形。

69. 前記合金組成物は約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項63に記載の下部翼形。

70. 前記合金組成物は約0.09～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項69に記載の下部翼形。

71. 前記合金組成物は約0.41～1重量%のマンガンを含有する、請求項63に記載の下部翼形。

72. 前記合金組成物は0.5～0.7重量%のマンガンを含有する、請求項71に記載の下部翼形。

73. 前記合金組成物は0.08重量%までの珪素を含有する、請求項63に記載の下部翼形。

74. 前記合金組成物は0.05重量%までの珪素を含有する、請求項73に記載の下部翼形。

75. 前記合金組成物は、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4～1重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する、請求項63に記載の下部翼形。

76. 前記合金組成物は、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項75に記載の下部翼形。

77. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとからなる群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素から主としてなり、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物

から製造され、強度と韌性と耐食性の良好な取合せを有する耐損傷性の航空機ストリンガ。

78. 前記分散質形成元素は約0.16～0.38重量%のスカンジウムから主としてなる、請求項77に記載の航空機ストリンガ。

79. 前記合金組成物は約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項78に記載の航空機ストリンガ。

80. 前記合金組成物は約0.25重量%までの銅を更に含有する、請求項77に記載の航空機ストリンガ。

81. 前記合金組成物は約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する、請求項77に記載の航空機ストリンガ。

82. 前記合金組成物は約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する、請求項81に記載の航空機ストリンガ。

83. 前記合金組成物は約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項77に記載の航空機ストリンガ。

84. 前記合金組成物は約0.09～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項83に記載の航空機ストリンガ。

85. 前記合金組成物は約0.4～1重量%のマンガンを含有する、請求項77に記載の航空機ストリンガ。

86. 前記合金組成物は約0.5～0.7重量%のマンガンを含有する、請求項85に記載の航空機ストリンガ。

87. 前記合金組成物は0.08重量%までの珪素を含有する、請求項77に記載の航空機ストリンガ。

88. 前記合金組成物は0.05重量%までの珪素を含有する、請求項87に記載の航空機ストリンガ。

89. 前記合金組成物は、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する、請求項77に記載の航空機ストリンガ。

90. 前記合金組成物は、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09

～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項89に記載の航空機ストリンガ。

91. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとからなる群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素から主としてなり、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物から製造され、強度と韌性と耐食性の良好な取合せを有する耐損傷性の航空宇宙耐圧壁。

92. 前記分散質形成元素は約0.16～0.38重量%のスカンジウムから主としてなる、請求項91に記載の航空宇宙耐圧壁。

93. 前記合金組成物は約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項92に記載の航空宇宙耐圧壁。

94. 前記合金組成物は約2.5重量%までの銅を更に含有する、請求項91に記載の航空宇宙耐圧壁。

95. 前記合金組成物は約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する、請求項91に記載の航空宇宙耐圧壁。

96. 前記合金組成物は約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する、請求項95に記載の航空宇宙耐圧壁。

97. 前記合金組成物は約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項91に記載の航空宇宙耐圧壁。

98. 前記合金組成物は約0.09～0.12重量%のジルコニウムを含有する、請求項97に記載の航空宇宙耐圧壁。

99. 前記合金組成物は約0.4～1重量%のマンガンを含有する、請求項91に記載の航空宇宙耐圧壁。

100. 前記合金組成物は0.5～0.7重量%のマンガンを含有する、請求項91に記載の航空宇宙耐圧壁。

101. 前記合金組成物は0.08重量%までの珪素を含有する、請求項91に記

載の航空宇宙耐圧壁。

102. 前記合金組成物は0.05重量%までの珪素を含有する、請求項101に記載の航空宇宙耐圧壁。

103. 前記合金組成物は、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4～1重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する、請求項91に記載の航空宇宙耐圧壁。

104. 前記合金組成物は、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する、請求項103に記載の航空宇宙耐圧壁。

【発明の詳細な説明】

アルミニウム合金製品

本発明は、アルミニウム合金製品に関し、更に詳しくは、航空宇宙用途のため開発されるアルミニウム合金製品に関する。

ほとんどすべての事業用航空機は、アルクラッド2024-T3製の胴体外板を備えている。母材、2024-T3薄板は、航空宇宙用途に対する必要な強度および耐損傷性を有するが、点食および／または粒界腐食侵食をうけやすい欠点がある。こうした問題を補うため、母材は、クラッド層、塗料または塗装系もしくは両方の組合せによって環境から効果的に分離される。

アルクラッド法は、2043-T3薄板の両側に2043-T3に対して陽極のアルミニウム合金の薄層を貼合わせることを有する。これらの層は、遮断層として作用すると共に、クラッドが損傷された場合、2043-T3に対するスクリーン防食も与える。軽量化するために、これらの層を機械加工または化学的切削加工によって意図的に除去する場合、2024-T3薄板は、塗装および／または陽極酸化によって保護することができる。

上述の保護系は一般に効果的である一方で、それらには、幾つかの顕著な欠点がある。アルクラッド層は、強度に対してほとんど寄与せず、薄板に重量を追加し、疲労亀裂を開始するように作用しうる。その他の塗装系も重量を追加し、損傷されれば、2034-T3母材の保護を果たさない。陽極酸化された表面は脆く、しかも亀裂を開始するように作用しうる。2024-T3薄板のもう一つの欠点は、比較的大きい比重 (0.101 lb/in^3) (2.8 g/cm^3) である。

本発明の主たる関心は、胴体外板、下部翼形、ストリンガ即ち縦通材および／または耐圧壁を含む航空機用途のために有用な耐損傷性アルミニウム合金製品を提供することである。本発明の合金は、比較的小さい比重、良好な耐食性および強度と韌性の良好な取合せを有するために、クラッド、塗装および／または他の母材保護系を不要にする。

本発明のもう一つの主たる関心は、2024-T3アルミニウム中のようなマ

トリックスとは電気化学的に異なる折出粒子とは対照的に、一般に均一なマトリックス組成物の歪硬化によって主として生成される十分な強度を有する、胴体外板などの耐損傷性用途のためのアルミニウム合金製品を提供することである。

本発明なお更なる関心は、事業用航空機の軽量化のために2024-T3アルミニウムよりも小さい比重の合金を提供することである。より小さい比重の合金によって、燃料効率の向上および／または収益荷重能力の向上がもたらされる。なおもう一つの目的は、事業用航空機の長い耐用年数（一般に20～40年）にわたって優れた性能を維持するアルミニウム合金系を提供することである。本発明の関心はまた、疲労亀裂の開始に対する耐性を改善されたこうした材料を提供することである。

本発明の1つの実施形態は、約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.20重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにスカンジウム、エルビウム、イットリウム、ガドリニウム、ホルミウムおよびハフニウムからなる群から選択される約0.05～0.5重量%の分散質形成元素を含み、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物を含む合金組成物からなるアルミニウム合金製品に関係する。分散相形成元素はスカンジウムであることが好ましい。この合金組成物はまた、好ましくは、亜鉛もリチウムも含まない。

以下に記載する合金組成物の説明において、特に明記しないかぎり、重量百分率 (wt%) ですべてを記載する。値のいかなる数値範囲に言及する時も、こうした範囲は、記載された最大範囲と最小範囲との間の各数値およびあらゆる数値および／または分数を包含するものと解釈される。例えば、約0.05～0.5重量%のスカンジウムの範囲は、約0.06、0.07、0.08および0.1重量%からずっと上のすべての中間値を包含すると共に、約0.48、0.49および0.4995重量%のスカンジウムを包含する。同じことは、以下に記載されたその他の元素の範囲に当てはまる。

「実質的に含まない」という用語は、合金組成物に意図的に添加される成分について有意な量がないことを意味し、微量の不可避元素および／または不純物が

必要な最終製品に入り込みうることを意味する。

本発明の合金は、Al-Mg-S系に基づくと共に、クラッドあるいはその他の保護系も不要にするほど十分に耐食性のものである。これらの合金における強度は、組成がほぼ均一である金属マトリックスの歪硬化によって主として生じる。胴体外板用途のための十分な強度および耐損傷性特性の取合せは、組成の適切な選択、変形加工およびその後の安定化処理によって得ることができる。

本発明のAl-Mg-S合金材料が粒界（すなわち結晶粒界）腐食に対する優れた耐性と共に、適切な引張強度特性および韌性指標を示すことが見出された。これらの材料はまた、良好な耐剥離侵食性およびASTMG-47に準拠し試験して、NaCl溶液中での交互浸漬中における優れた耐応力腐食割れ（「SCC」）性を示す。

本発明の主な合金の実施形態は、約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとからなる群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素を含み、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物からなる。更に好ましくは、アルミニウム合金組成物は、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4～1重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する。最も好ましくは、アルミニウム合金組成物は、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および約0.2～0.3重量%のスカンジウムから主としてなる。このアルミニウム合金の好ましい実施形態はまた、亜鉛もリチウムも実質的に含まない。

特定の理論に全く限定されないかぎりは、本発明は、希土類に富んだ析出物を形成させることにより、スカンジウムなどの特定の希土類元素または希土類元素「作用類似物」の添加を通して、意義のある高い強度およびより大きい耐食性を胴体外板薄板素材にうまく付与すると考えられる。これらの析出物は、塑性変形から生じる強度の損失に対抗する能力を有する。これらの析出粒の比較的微小な

サイズ即ち粒径および微細な分布のために、得られた合金の回復および再結晶化も抑制される。

本発明の合金は、スカンジウムまたはスカンジムに似た添加物のない同じ合金よりも耐熱性である。「耐熱性」とは、この合金の作用によって付与された強度および組織の大部分が、後続の圧延作業の間などで1種以上のより高い温度、典型的には約450°F(232°C)より高いにさらされた後でさえ、胴体外板薄板最終製品中に保持されることを意味する。

本発明の主たる合金成分について言うと、実質的なアルミニウムの残部は、本発明の付随特性に影響しうる不可避であるが、しかし意図的に添加された多少の元素、または意図せずに入り込む不純物を含んでもよく、そのいずれもが本合金の本質的な特性を変えないことは言うまでもない。本発明の主たる合金元素に関して、マグネシウムは歪硬化および強度に寄与すると考えられる。ジルコニウムの添加は、スカンジウム析出物の耐急速成長性を改善すると考えられる。スカンジウムとジルコニウムは、なおもう一つの目的を果たす。本明細書に記載された種類のアルミニウム-マグネシウム合金に添加される時、スカンジウムは、微細な金属間粒の分散（「分散相」と呼ばれる）、典型的には、Al₃X化学量論比の分散を形成するように析出すると考えられ、この場合、XはSc、Zrのいずれか、またはScおよびZrの両方である。Al₃(Sc、Zr)分散相は、析出-硬化化合物として多少の強度の利点をもたらすが、より重要なことは、こうした分散相は、「ツェナードラッギ効果」と時には呼ばれる現象によって、回復および再結晶化のプロセスを効果的に遅らせるか、または妨げることである[一般に、スミス(C. E. Smith), TMS-AIMF, 175, 15(1948)参照]。これは次のように起きると考えられる。スカンジウム分散相はサイズが極めて微小であるが、数も多い。それらは、一般に、結晶粒界の移行および転位のための、金属が軟化するために迂回しなければならない「ピン止め」点として作用する。再結晶化および回復は、こうした歪硬化性の合金が軟化する主たる冶金学的プロセスである。Al₃(Sc、Zr)粒の大きな集団を有する合金を軟化させるためには、こうした粒をもたない合金のために必要な温度より高い温度に材料を加熱することが必要である。換言すると、同一条件下で歪硬化さ

れ、焼鈍される時、Al₃(Sc, Zr)分散相を含有する薄板製品は、スカンジウムを添加しなかった同等の合金よりも高い強度レベルを有する。

胴体外板薄板素材およびその他の航空宇宙用途において、本発明は、圧延薄板製品に対して通常必要とされる高温熱暴露中に軟化に耐える能力を示す。高温熱暴露の際に、本発明の合金は圧延を通して獲得される強度の一部を保持する。スカンジウムを含まない他の合金は、圧延を通してより小さい強度しか保持しない傾向があるため、より小さい強度の最終製品を生成させる。ジルコニウムの追加の利点は、これらのAl₃X粒子の成長を制限して、こうした分散相が微小で、密に詰まり、ツェナードラッギ効果を生じることが可能なままであることを確実にするその能力である。

アルミニウム合金の中の珪素を限定することが好ましいが、耐火物からの珪素が含まれることは避けがたい。商業的現実において、80%を超える合金は屑地金から得られている結果、珪素の存在を増している。本発明の合金は、0.15重量%までの珪素を含有してもよく、0.08重量%までは好ましく、0.05重量%以下は最も好ましい。

同様に、銅は意図的な元素添加物ではないが、本発明に対して緩やかに可溶な元素である。そういうものとして、本明細書中で記載された合金製品は、約0.25重量%までの銅または好ましくは、約0.15重量%以下の銅を含有してもよい。

本発明のアルミニウム合金製品は、耐損傷性が必要とされる用途のために特に適する。詳しくは、こうした耐損傷性アルミニウム製品は、航空宇宙用途、特に胴体外板および多くの航空機の下部翼形、ストリングまたは耐圧壁のために用いられる。

本発明の目的および利点を更に説明するために、以下の実施例を提供する。しかし、以下の実施例は、本発明の範囲をいかなるやり方でも限定することを意図するものではない。

実施例

この実施例は、本発明のアルミニウム基合金に対する以下の主たる添加物に関連し、各合金の残りは、アルミニウム、不可避元素および不純物である。

	Mg	Mn	S c	Z r
合金A	4. 0	—	0. 23	0. 10
合金B	4. 1	0. 62	0. 23	0. 09
合金C	6. 5	—	0. 23	0. 09

2-1/2×12インチ (1. 27 cm×30. 5 cm) インゴットとして、上述の合金のすべてを直接チル鋳造(すなわち「DC」)し、圧延表面をインゴットから削った。合金Aは均質化処理しなかった。合金Bは550°F (288°C)において5時間にわたり均質化処理し、引き続いて800°F (427°C)において5時間にわたり均質化処理した。合金Cは500°F (260°C)において5時間にわたり均質化処理し、その後、750°F (400°C)において更に6時間にわたり均質化処理した。削ったインゴットを30分にわたり550°F (288°C)に加熱し、1インチ (2. 5 cm) の公称厚さまで約50%十字圧延した。次に、合金AおよびBを550°F (288°C)に再加熱し、0. 1インチ (0. 25 cm) の最終公称厚さに圧延した。その後、各合金に対する機械的特性を550°F (288°C)における5時間の安定化処理後に評価した。合金Cのインゴットを700°F (371°C)に加熱し、約1インチ (2. 5 cm) 厚さに十字圧延した。次に、この板片を530°F (277°C)に再加熱し、0. 5インチ (1. 27 cm) 厚さに圧延した。その後、導電率が国際焼鉈銅標準(すなわち「IACS」)の28%に増加するまで、合金Cから得られた板材を500°F (260°C)において15時間にわたりエージング即ち時効した。合金C板材をその後再び500°F (260°C)に加熱し、500°F (260°C)において2時間の最終熱処理に供する前に、0. 1インチ (0. 25 cm) の最終厚さに温間圧延した。

表 I は、合金A、BおよびCの前述のサンプルのために利用できる物理的機械的特性および腐食データを報告し、続いて、2024-T3アルミニウム、6013-T6アルミニウムおよび米国特許第5, 213, 639号によって製造されたアルコア社 (Alcoa) のC-188製品として商業的に知られている可能性のあるもう一つの胴体外板材料に対する典型的な値と比較した。この特許の

完全な開示は本明細書中に引例として明示的に記載する。

本発明の材料は、適切な引張強度特性を示す。合金AおよびBの韌性指標、中央ノッチ韌性および疲労亀裂成長（すなわち「FCG」）データも、これらの材料が良好な固有の韌性も示すことを強く示唆している。本発明の耐粒界腐食侵食性も注目に値する。Al-Mg基合金においてこうした侵食を測定する標準試験は、212°F (100°C) における「過敏化」処理後のアセット試験（すなわちASTMG-66）である。主題の材料は、こうした試験において良好な耐剥離侵食性を示した。合金Bだけが剥離の証拠を示し、それでさえほんのEAレベルにすぎなかった。比べると、その他の材料は、多少の点食侵食（P）を示し、最小の膨れを伴った。本発明の材料は、NaCl溶液を用いる交互浸漬試験中に優れたSCC耐性も示した。

1

强度 (ksi)	Tensile Strength		Tensile Strength		Alloy A		Alloy B		Alloy C	
	2024-T3	C-188	6013-T6	典型值	典型值	典型值	典型值	典型值	典型值	典型值
UTS L	66	66	57		56	61.4	63.7			
LT	65	57	57		55	60.4	64.6			
45	> 68.5		51	55.6	60.0			
TYS L	55	55	53		48	48.2	51.8			
LT	45	45	61		49	48.9	53.0			
45	> 50.4		45	45	49.5			
伸び L	14	14	11		11	11.0	12.0			
LT	18	18	11		16	16.2	12.0			
45	> 21		22	18.8	12.0			
Density (lb/cu in)	0.101	0.100	0.098		0.0958	0.0963	0.0943			
Toughness (ksi/in)			6" panel/16"	6" panel	6" panel					
Kc T-L	108/147	91.4	97.2					
Kapp T-L	62/94	60.5	62.8					

特性	2024-T3 典型値	C-188 典型値	アルミニウム C-188 典型値	6013-T6 典型値	合金A	合金B	合金C
疲労 25 ksi での寿命 (Kt=3, R=0.1)		3×10 ⁴	3×10 ⁴	2×10 ⁴	
DK at 10(-4) T _L	20	24	...	23/24	21	16	
Modulus (Msi) Tension	10.6	10.6	9.9	10.1	10.4	10	
腐食(100°C(212°F)において一週間後)							
Aセット (24 hrs) ASTM G-66	EC	EC	PA	EA	P		
Exco (96 hrs) ASTM G-34	ED	ED	N	...	N		
MASTMASSIS (4 wks) ASTM G-85	ED	ED	N	...	EA		
SWAAT (2 wks) ASTM G-85	EC	...		
SCC ABTM G-47 (180 day exposure)	0/3	0/3	0/3		

NOTE:

1. SCC: (#破損/#サンプル) 横断方向, 75% V.S. (after 1 wk at 100°C(212°F).)

航空宇宙用途のための改善されたアルミニウム合金を開示してきたことが認められるであろう。このアルミニウム合金は、従来の胴体外板材料に比べて、低比重、良好な耐食性および強度と韌性の良好な取合せを有する。本発明の特定の実

施形態を開示してきたが、当業者は、この開示の総合的な教示を考慮にいれて、これらの細部に対する種々の変形例および修正例を開発することができることを認めるであろう。従って、特定の配列の開示は、説明のみを意図するものであり、添付した請求の範囲およびその一切の均等物の完全な広さを与えるべき本発明の範囲に関して限定するものではない。

【国際調査報告】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Intc: and Application No
PCT/US 97/02117

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER IPC 6 C22C21/06		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) IPC 6 C22C		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	CHEMICAL ABSTRACTS, vol. 125, no. 22, 25 November 1996 Columbus, Ohio, US; abstract no. 282251, XP002040086 see abstract	1
Y	& V.I. LUKIN: "Effect of Sc, Mn, Zr alloying elements on the weldability of Al-Mg-Sc-Mn-Zr system alloys" SVAR. PROIZVOD., vol. 6, 1996, pages 9-11, ---	17,34, 49,63, 77,91
	-/-	
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of box C.		<input checked="" type="checkbox"/> Patent family members are listed in annex.
* Special categories of cited documents :		
'A' document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance		
'B' earlier document but published on or after the international filing date		
'C' document which may throw doubt on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)		
'D' document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means		
'E' document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed		
'F' later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention		
'G' document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone		
'H' document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art		
'I' document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report	
9 September 1997	08.10.97	
Name and mailing address of the ISA European Patent Office, P.O. Box 3018 Patentam 2 NL-2200 Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax. 31 651 000 06 Fax: (+31-70) 340-3016	Authorized officer Ashley, G	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Int'l Application No
PCT/US 97/02117

C(Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	WO 95 26420 A (COLLIN JEAN PIERRE) 5 October 1995 see abstract; tables 5,7 ----	17,34, 49,63, 77,91
A	EP 0 489 408 A (ALUMINUM CO OF AMERICA) 10 June 1992 ----	
A	DATABASE WPI Section Ch, Week 9629 Derwent Publications Ltd., London, GB: Class N26, AN 96-285556 XP002940087 & RU 2 048 576 C (PROMETEI CONSTR MATERIALS RES INST), 20 November 1995 see abstract -----	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

Int'l Application No
PCT/US 97/02117

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
WO 9526420 A	05-10-95	FR 2717827 A AU 1852295 A	29-09-95 17-10-95
EP 0489468 A	10-06-92	CA 2056750 A JP 5195172 A	04-06-92 03-08-93

フロントページの続き

(81)指定国 E P(AT, BE, CH, DE,
DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, L
U, MC, NL, PT, SE), OA(BF, BJ, CF
, CG, CI, CM, GA, GN, ML, MR, NE,
SN, TD, TG), AP(KE, LS, MW, SD, S
Z, UG), EA(AM, AZ, BY, KG, KZ, MD
, RU, TJ, TM), AL, AM, AT, AU, AZ
, BA, BB, BG, BR, BY, CA, CH, CN,
CU, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, GB, G
E, HU, IL, IS, JP, KE, KG, KP, KR
, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV,
MD, MG, MK, MN, MW, MX, NO, NZ, P
L, PT, RO, RU, SD, SE, SG, SI, SK
, TJ, TM, TR, TT, UA, UG, US, UZ,
VN, YU

(72)発明者 コルビン, エドワード, エル.
アメリカ合衆国 ペンシルバニア, アルコ
ア センター, テクニカル ドライブ
100, アルコア テクニカル センター
(72)発明者 ハイランド, ロバート, ダブリュ., ジュ
ニア
アメリカ合衆国 ペンシルバニア, アルコ
ア センター, テクニカル ドライブ
100, アルコア テクニカル センター
(72)発明者 ペティット, ジョスリン, アイ.
アメリカ合衆国 ペンシルバニア, アルコ
ア センター, テクニカル ドライブ
100, アルコア テクニカル センター

【公報種別】特許法第17条の2の規定による補正の掲載

【部門区分】第3部門第4区分

【発行日】平成16年11月18日(2004.11.18)

【公表番号】特表2001-511847(P2001-511847A)

【公表日】平成13年8月14日(2001.8.14)

【出願番号】特願平10-534280

【国際特許分類第7版】

C 22C 21/06

【F I】

C 22C 21/06

【手続補正書】

【提出日】平成16年1月7日(2004.1.7)

【手続補正1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】補正の内容のとおり

【補正方法】変更

【補正の内容】

手 続 補 正 書

適

平成16年1月7日

特許庁長官殿

1. 事件の表示

平成10年特許願第534280号

2. 補正をする者

事件との関係 特許出願人

名 称 アルミニウム カンパニー オブ アメリカ

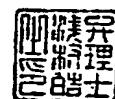
3. 代 理 人

居 所 〒100-0004 東京都千代田区大手町二丁目2番1号

新 大 手 町 ビ ル デ ン グ 3 3 1

電 話 (3211) 3651 (代表)

氏 名 (6669) 浅 村 白 告



4. 補正により減少する請求項の数 46

5. 補正対象書類名

明 紹 書

請求の範囲

6. 補正対象項目名

明 紹 書

請求の範囲



7. 補正の内容 別紙のとおり

方 式 査 佐藤

1. 請求の範囲を別紙のとおり補正する。
2. 明細書第2頁第17行の「合金組成物からなるアルミニウム合金製品」を
『合金組成物を含むアルミニウム合金製品』に補正する。

請求の範囲

1. 約3~7重量%のマグネシウム、約0.03~0.2重量%のジルコニウム、約0.2~1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素、ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとから成る群から選択される約0.05~0.5重量%の分散相形成元素を含み、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物を含むアルミニウム合金製品。
2. 前記合金が、約0.38重量%までのスカンジウムを含有する請求項1に記載されたアルミニウム合金製品。
3. 前記合金が、約0.16~0.34重量%のスカンジウムを含有する請求項2に記載されたアルミニウム合金製品。
4. 前記合金が、約0.2~0.3重量%のスカンジウムを含有する請求項3に記載されたアルミニウム合金製品。
5. 前記合金が、約0.25重量%までの銅を更に含有する請求項1に記載されたアルミニウム合金製品。
6. 前記合金が、約3.5~6重量%のマグネシウムを含有する請求項1に記載されたアルミニウム合金製品。
7. 前記合金が、約3.8~5.2重量%のマグネシウムを含有する請求項6に記載されたアルミニウム合金製品。
8. 前記合金が、約0.09~0.12重量%のジルコウムを含有する請求項1に記載されたアルミニウム合金製品。
9. 前記合金が、約0.4~1重量%のマンガンを含有する請求項1に記載されたアルミニウム合金製品。
10. 前記合金が、約0.5~0.7重量%のマンガンを含有する請求項9に記載されたアルミニウム合金製品。
11. 前記合金が、約0.08重量%までの珪素を含有する請求項1に記載されたアルミニウム合金製品。
12. 前記合金が、亜鉛もリチウムも実質的に含まない請求項1に記載されたアルミニウム合金製品。

13. 前記合金が、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4～1重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する請求項1に記載されたアルミニウム合金製品。

14. 前記合金が、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する請求項1_3に記載されたアルミニウム合金製品。

15. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとから成る群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素を含み、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物から製造され、低比重、良好な耐食性および強度と韌性の良好な取合せを有する耐損傷性の航空宇宙部品。

16. 胸部外板、下部翼形、ストリンガおよび耐圧壁から成る群から選択される請求項1_5に記載された航空宇宙部品。

17. 前記合金組成物が、約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する請求項1_6に記載された航空宇宙部品。

18. 前記合金組成物が、約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する請求項1_6に記載された航空宇宙部品。

19. 前記合金組成物が、約2.5重量%までの銅を更に含有する請求項1_6に記載された航空宇宙部品。

20. 前記合金組成物が、約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する請求項1_6に記載された航空宇宙部品。

21. 前記合金組成物が、約0.4～1重量%のマンガンを含有する請求項1_6に記載された航空宇宙部品。

22. 前記合金組成物が、0.5～0.7重量%のマンガンを含有する請求項2_1に記載された航空宇宙部品。

23. 前記合金組成物が、0.08重量%までの珪素を含有する請求項16に記載された航空宇宙部品。

24. 前記合金組成物が、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4～1重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する請求項16に記載された航空宇宙部品。

25. 前記合金組成物が、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する請求項24に記載された航空宇宙部品。

26. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素、ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとから成る群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素から主としてなり、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物から製造され、強度と韌性と耐食性特性の良好な取合せを有する航空機の胴体外板素材。

27. 前記合金組成物が、約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する請求項26に記載された胴体外板素材。

28. 前記合金組成物が、約2.5重量%までの銅を更に含有する請求項26に記載された胴体外板素材。

29. 前記合金組成物が、約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する請求項26に記載された胴体外板素材。

30. 前記合金組成物が、約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する請求項29に記載された胴体外板素材。

31. 前記合金組成物が、約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する請求項26に記載された胴体外板素材。

32. 前記合金組成物が、約0.09～0.12重量%のジルコニウムを含有する請求項31に記載された胴体外板素材。

33. 前記合金組成物が、約0.4～1重量%のマンガンを含有する請求項2_6に記載された胴体外板素材。
34. 前記合金組成物が、0.08重量%までの珪素を含有する請求項2_6に記載された胴体外板素材。
35. 前記合金組成物が、0.05重量%までの珪素を含有する請求項3_4に記載された胴体外板素材。
36. 前記合金組成物が、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4～1重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する請求項2_6に記載された胴体外板素材。
37. 前記合金組成物が、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する請求項3_6に記載された胴体外板素材。
38. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素、ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとから成る群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素から主としてなり、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物から製造され、強度と韌性と耐食性の良好な取合せを有する耐損傷性の航空機ストリンガ。
39. 前記分散質形成元素が、約0.16～0.38重量%のスカンジウムから主としてなる請求項3_8に記載された航空機ストリンガ。
40. 前記合金組成物が、約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する請求項3_9に記載された航空機ストリンガ。
41. 前記合金組成物が、約0.25重量%までの銅を更に含有する請求項3_8に記載された航空機ストリンガ。
42. 前記合金組成物が、約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する請求項3_8に記載された航空機ストリンガ。

43. 前記合金組成物が、約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する請求項42に記載された航空機ストリンガ。

44. 前記合金組成物が、約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する請求項38に記載された航空機ストリンガ。

45. 前記合金組成物が、約0.09～0.12重量%のジルコニウムを含有する請求項44に記載された航空機ストリンガ。

46. 前記合金組成物が、約0.4～1重量%のマンガンを含有する請求項38に記載された航空機ストリンガ。

47. 前記合金組成物が、0.08重量%までの珪素を含有する請求項38に記載された航空機ストリンガ。

48. 前記合金組成物が、約3.5～6重量%のマグネシウム、約0.06～0.12重量%のジルコニウム、約0.4重量%のマンガン、0.08重量%までの珪素および約0.16～0.34重量%のスカンジウムを含有する請求項38に記載された航空機ストリンガ。

49. 前記合金組成物が、約3.8～5.2重量%のマグネシウム、約0.09～0.12重量%のジルコニウム、約0.5～0.7重量%のマンガン、0.05重量%までの珪素および約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する請求項48に記載された航空機ストリンガ。

50. 約3～7重量%のマグネシウム、約0.03～0.2重量%のジルコニウム、約0.2～1.2重量%のマンガン、0.15重量%までの珪素、ならびにスカンジウムとエルビウムとイットリウムとガドリニウムとホルミウムとハフニウムとから成る群から選択される約0.05～0.5重量%の分散相形成元素から主としてなり、残りがアルミニウム、不可避元素および不純物である合金組成物から製造され、強度と韌性と耐食性の良好な取合せを有する耐損傷性の航空宇宙耐圧壁。

51. 前記分散質形成元素が、約0.16～0.38重量%のスカンジウムから主としてなる請求項50に記載された航空宇宙耐圧壁。

52. 前記合金組成物が、約0.2～0.3重量%のスカンジウムを含有する請求項51に記載された航空宇宙耐圧壁。

53. 前記合金組成物が、約2.5重量%までの銅を更に含有する請求項50に記載された航空宇宙耐圧壁。
54. 前記合金組成物が、約3.5～6重量%のマグネシウムを含有する請求項50に記載された航空宇宙耐圧壁。
55. 前記合金組成物が、約3.8～5.2重量%のマグネシウムを含有する請求項54に記載された航空宇宙耐圧壁。
56. 前記合金組成物が、約0.06～0.12重量%のジルコニウムを含有する請求項50に記載された航空宇宙耐圧壁。
57. 前記合金組成物が、約0.09～0.12重量%のジルコニウムを含有する請求項56に記載された航空宇宙耐圧壁。
58. 3.8～5.2重量%のマグネシウム、0.09～0.12重量%のジルコニウム、0.5～0.7重量%のマンガン、最大0.05重量%までの珪素、0.2～0.3重量%のスカンジウム、および残部であるアルミニウム、不可避元素および不純物から実質的に成る合金組成物からできている耐損傷性の航空宇宙耐圧壁。